

На правах рукописи



Гуереш Джахид

**МЕТОДИКА МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ПО ВЫБОРУ
ПАРАМЕТРОВ ЗАКОНЦОВОК КРЫЛЬЕВ МАГИСТРАЛЬНЫХ
САМОЛЕТОВ**

Специальность 05.07.02

«Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертация на соискание ученой степени

Кандидат технических наук

Москва 2018

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: Попов Сергей Александрович – кандидат физико-математических наук, доцент кафедры 105 «Аэродинамика ЛА», ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: Пейгин Сергей Владимирович – доктор физико-математических наук, профессор, генеральный директор ООО «ОПТИМЕНГА-777».

Теперин Леонид Леонидович – кандидат технических наук, Начальник отдела НИО-10, ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского».

Ведущая организация: Акционерное Общество «Гражданские самолёты Сухого» (АО «ГСС»)

Защита диссертации состоится 27 декабря 2018 г. в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д212.125.10 при федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте: <https://mai.ru/events/defence/>

Автореферат разослан «_____» _____ 2018 г.

Ученый секретарь

Диссертационного совета

Д212.125.10,

Кандидат технических наук, доцент



Денискина Антонина Робертовна

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования.

Крылья большинства современных пассажирских самолетов на сегодняшний день оснащены концевыми устройствами в виде разных конфигураций: законцовки типа «винглет», крылышки Уиткомба, концевые шайбы. Однако в существующих методиках аэродинамического проектирования крыла, как правило, не учитывается совмещенное влияние концевых устройств на аэродинамические характеристики, аэроупругость, характеристики веса и прочности конструкции консоли крыла. Полученные законцовки оптимальны только с точки зрения аэродинамической эффективности в целом, в то время как местное обтекание законцовки, а также тема роста аэродинамической нагрузки вследствие установки концевых устройств по-прежнему недостаточно освещены. Ожесточенная конкурентная борьба за освоение рынка гражданской авиации (см. обзор рынка «ОАК 2017-2036») ставит перед разработчиками новых прототипов все более актуальную задачу повышения топливной эффективности. С недавних пор внедрены качественно новые технические решения по выбору геометрии законцовки, как криволинейные законцовки на А-350 и на последней модификации самолета Сухой Суперджет-100 (конец 2017г.), где по результатам расчетно-экспериментальных работ было выявлено, что установка саблевидных законцовок позволяет одновременно улучшить взлетно-посадочные характеристики и снизить расход топлива не менее чем на 3%.

Таким образом, задача разработки многодисциплинарной методики проектировочного расчёта крыла современного пассажирского самолета с учётом установки существующих концевых устройств и дополнительной нагрузки от них, а также с учётом криволинейного вида спереди концевой части аэроупругого крыла

большого удлинения, является одной из наиболее актуальных задач в современном гражданском самолетостроении.

Степень разработанности темы определяется тем, что имеются результаты достаточно большого количества экспериментальных работ и продувок крыльев магистральных самолетов, в том числе с законцовками на примере выполненных Болсуновским и др. в ЦАГИ работ (2008–2014 гг.). Целью данных работ являлось нахождение оптимальной геометрии крыла и законцовки с точки зрения аэродинамической эффективности. Однако небольшое количество из них нацелены на разработку более общей инженерной методики оценки эффективности законцовки в контексте комплексного проектирования крыла, где бы помимо оценки роста его аэродинамической эффективности оценивалось также влияние законцовки на конструкционно-весовые характеристики консоли крыла, что и позволило бы определить конечный эффект законцовки на топливную эффективность самолета. Применение современного программного обеспечения автоматизированного проектирования, с возможностью решения задач, смежных к двум и более физическим явлениям, позволяет уточнить эффективность разных законцовок в многодисциплинарной постановке.

Цель диссертационной работы состоит в построении инженерной методики проектировочного расчета характеристик крыла с законцовкой, для обоснования выбора рациональной формы и размеров концевых устройств, ведущих к максимальной топливной эффективности самолета.

Для достижения поставленной цели **были решены следующие задачи:**

– на основании анализа типичной картины обтекания законцовок крыла с учетом его упругих характеристик и причинно-следственных связей, ведущих к

росту массы конструкции крыла при существующих технических решениях, предложена целевая функция топливной эффективности пассажирского самолета;

– смоделировано обтекание крыла и его напряжённо-деформированное состояние под нагрузкой с помощью вычислительного эксперимента в его многодисциплинарной постановке;

– уточнены схема нагружения крыла с законцовкой и картина его работы под внешней нагрузкой на разных режимах с помощью учета приращений местных углов атаки и скольжения законцовки при изменении угла атаки самолета;

– разработана новая математическая модель криволинейной на виде спереди законцовки, основанная на параметризации ее фронтальной проекции через функцию второго порядка и позволяющая проводить проектировочный расчёт местной величины аэродинамической нагрузки, учитывающая неравномерность распределения нагрузки по размаху криволинейной законцовки.

Объектом исследования является крыло современного магистрального дозвукового пассажирского самолета большого удлинения с концевыми устройствами.

Предметом исследования являются процессы изменения характера обтекания крыла, а также величин и распределения внутренних силовых факторов в элементах его конструктивно-силовой структуры в зависимости от внешней формы законцовки и ее геометрических параметров.

Научная новизна диссертационной работы состоит с следующим:

– предложена методика комплексной оптимизации геометрии законцовки крыла в многодисциплинарной постановке с учетом компромиссного характера ее влияния на топливную эффективность;

– разработана методика проектировочного расчета величины и распределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла с законцовкой, учитывающая величины местных углов атаки и скольжения законцовки, а также нагрузку на нее как на несущую поверхность;

– предложен способ параметризации криволинейной на виде спереди несущей поверхности применением функции второго порядка.

Теоретическая значимость работы заключается в исследовании новых постановок задач об оптимизации внешней геометрии несущих поверхностей. Важной особенностью данных постановок является заложенное в критериях оценки совмещённое влияние внешней формы как на характер обтекания, так и на внутренние силовые факторы несущей конструкции и, как следствие, – на ее массу.

Практическая значимость работы заключается в разработке аналитической методики проектировочного расчета величины аэродинамической нагрузки на крыло с законцовкой на разных режимах. Результаты работы могут быть применены в ОКБ на ранних этапах проектирования крыла при оценке целесообразности применения концевое устройства и поиске его наиболее рациональных размеров, а также для оценки возможности дооснащения летающего прототипа концевым устройством. Это сокращает стоимость и срок дальнейших доработок и испытаний.

Реализация результатов работы. Результаты работы отражены в научно-исследовательском отчёте, выполненном для ЦАГИ по разработке рекомендаций для совершенствования аэродинамики и акустики самолета МС-21, в рамках государственной программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы». Результаты работы также используются для проведения учебного процесса по дисциплине «Аэродинамика летательных аппаратов» на кафедре 105 МАИ (НИУ).

Методология и методы исследования. При выполнении диссертационной работы применялись методы вычислительной аэродинамики и вычислительные методы расчета конструкции методом конечных элементов, математический анализ и тесная связь вычислительных и аналитических подходов.

Достоверность полученных результатов обоснована привлечением данных физических экспериментов при создании расчётной модели и проверке ее достоверности, а также сопоставлением результатов вычислительных экспериментов с аналитическими результатами. Полученные результаты коррелируют с текущей тенденцией выбора формы и параметров концевых устройств ведущими мировыми разработчиками гражданской авиационной техники, как отечественными, на примере модификации самолета Сухой Суперджет-100 с саблевидными законцовками, так и зарубежными на примере последних модификаций самолетов фирм Airbus и Boeing, ярко выраженной особенностью внешнего вида которых является применение новых концевых устройств. Результаты работы коррелируют с результатами, полученными в работах других авторов, опубликованных в открытой печати.

На защиту выносятся:

- многодисциплинарная методика количественной оценки выигрыша в топливной эффективности пассажирского самолета при установке законцовок с учётом конструктивно-весовых потерь;
- результаты моделирования обтекания консоли крыла прототипа пассажирского самолета с разными концевыми устройствами в совокупности с его напряженно-деформированным состоянием;

– аналитическая методика проектировочного расчета величины и распределения внешней нагрузки, действующей на консоль крыла, оснащённого разными законцовками;

– метод параметризации внешней формы криволинейной на виде спереди несущей поверхности с применением функции второго порядка.

Соответствие паспорту специальности. Содержание диссертации полностью соответствует задачам, указанным в паспорте специальности 05.07.02. Разработанная в работе методика проектировочного расчета характеристик компоновки крыла с законцовкой оптимальных размеров и формы, соответствует области исследования, указанной в пункте 1 паспорта: “Разработка методов проектирования и конструирования, математического и программного-алгоритмического обеспечения для выбора оптимальных облика и параметров, компоновки и конструктивно-силовой схемы агрегатов и систем ЛА”. Широкое применение вычислительных программ инженерного анализа при оценке различных проектных решений соответствует указанным в пунктах 2, 3 и 9 паспорта специальности положениям о разработке методов поиска оптимальных проектно-конструкторских решений на ранних этапах проектирования ЛА с высоким уровнем применения CALS-технологий.

Апробация работы. Результаты работы прошли апробацию путём обсуждения на семинаре кафедры компьютерного моделирования факультета аэромеханики и летательной техники Московского физико-технического института (г. Жуковский, ФАЛТ МФТИ, 2018 г.) и на 5-и международных научно-технических и научно-практических конференциях:

1. 49-я Конференция Серии «Scientific Federation»: «Международная авиационно-космическая конференция и выставка – ICEAAE», г. Абу-Даби, ОАЭ, 2018.

2. XLIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские Чтения», г. Москва, 2017 г.
3. 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», г. Москва, 2017 г.
4. 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика», г. Москва, 2016 г.
5. «Инновации в авиации и космонавтике», г. Москва, 2015 г.

Публикации

Полученные научные результаты опубликованы в 5-и печатных работах, в том числе в статье в международном журнале «Aerospace», входящем в Web of Science и Scopus. Остальные 4 – в российских журналах, рекомендованных ВАК, из них 2 – в журнале «Авиационная техника», входящем в Scopus. Результаты диссертации использованы в научно-техническом отчете.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертация состоит из введения, 3-х глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка литературы. Работа объемом 101 страницы, включает 46 рисунков и 3 таблицы. Список использованных источников содержит 63 наименования.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность в разработке методики проектирования крыла пассажирского самолета с учетом применения современных концевых устройств, сформулированы цель и задачи исследования, выделены научная новизна и практическая значимость работы, представлена общая структура диссертации.

В первой главе рассматриваются различные проектные решения по увеличению аэродинамического качества крыла пассажирского самолета. Описаны основные достоинства и недостатки каждого из существующих решений, разработана целевая функция топливной эффективности, позволяющая оценить как рост аэродинамического качества, так и рост массы конструкции крыла, вследствие роста аэродинамической нагрузки.

Целевая функция топливной эффективности была выбрана для крейсерского режима полета, занимающего наибольшей протяженности для самолетов транспортного типа. Исходя из формулы потребной тяги горизонтального полета $P_{потр.кр.} = \frac{G}{K}$, критерием целесообразности того или иного проектного решения заключался в снижении крейсерской тяги $P_{потр.кр.}$. Данное условие может быть обеспечено только если аэродинамическое качество растёт быстрее чем масса самолета. Оценка роста аэродинамического качества для каждого проектного решения была выполнена по результатам многочисленных вычислительных экспериментов, выполненных с помощью ANSYS Fluent (номер лицензии 670351). Определение скорости роста массы крыла было произведено расчётом частных производных взлётной массы от максимального напряжения $\frac{\partial m_0}{\partial \sigma_{max}}$, которая связана с ростом нагрузки на конструкцию и от дополнительной массы $\frac{\partial m_0}{\partial m_{дон}}$ при установке дополнительного агрегата в виде законцовки. Причинно-следственная связь ведущая к росту массы крыла иллюстрирована на рисунке 1.



Рисунок 1 – Причинно-следственная связь, ведущая к росту массы крыла в итоге разных проектных решений по улучшению его аэродинамического качества

Во второй главе выполнено вычислительное моделирование работы крыла пассажирского самолета в многодисциплинарной постановке с помощью многомодульного программного комплекса ANSYS Workbench, позволяющего определить как суммарные аэродинамические коэффициенты и картину обтекания крыла с законцовкой, так и величины внешней нагрузки и максимальных напряжений по размаху крыла. Это позволяет в итоге каждого из рассмотренных проектных решений вычислить приращения критериев, применяемых для анализа топливной эффективности самолета – приращение аэродинамического качества и взлётной массы.

Процесс вычислительного моделирования выполнен в 2-х этапах:

1- *Моделирование обтекания крыла дозвуковым и трансзвуковым потоком воздуха на крейсерской высоте* выполнено с помощью программного модуля вычислительной гидродинамики ANSYS Fluent. **Верификация работоспособности расчетной модели и валидация** выбранных граничных условий, моделей турбулентности, а также исследование сеточной сходимости, выполнены при применении прототипа крыло-фюзеляжа пассажирского самолета DLR-F4 с известными аэродинамическими характеристиками. В итоге аэродинамического расчёта получены значения первого выбранного критерия топливной эффективности - **приращения аэродинамического качества ΔK** (по сравнению с исходной моделью DLR-F4 без законцовки). Также получены картины обтекания дающие объяснения физики работы каждого из выбранных концевых устройств и распределение давления по поверхности крыла, которое служит исходной внешней распределённой нагрузкой при расчете конструкции в следующем этапе.

2- *Моделирование напряжённо-деформированного состояния крыла и расчёт приращения максимальных напряжений σ_{\max}* для разных концевых устройств выполнены применением модуля расчёта конструкции ANSYS Mechanical, граничные условия которого привязаны к результатам предыдущего модуля вычислительной гидродинамики (Fluent), передающимся в виде распределенной аэродинамической нагрузки по размаху крыла. Схема проекта ANSYS Workbench приведена на рисунке 2.

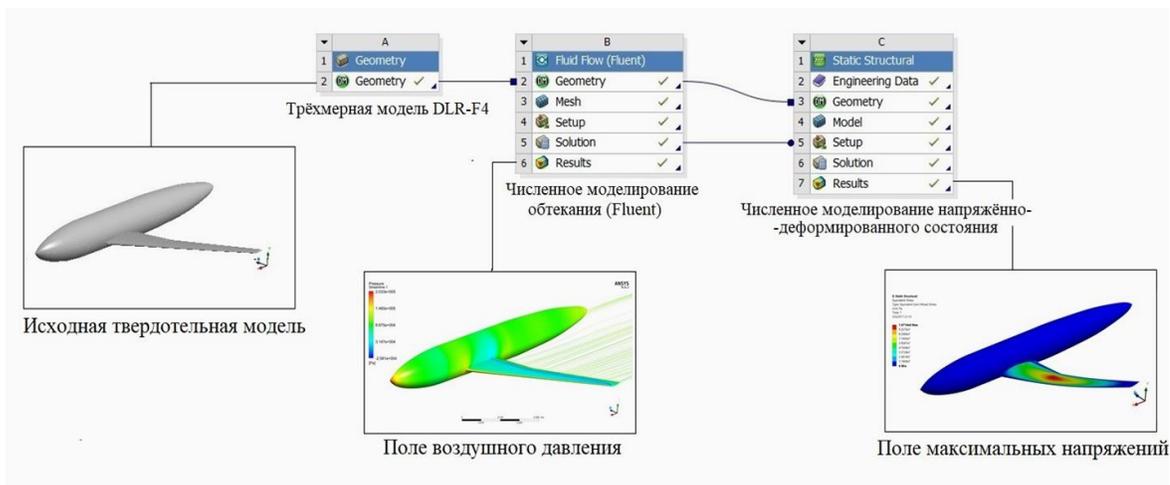


Рисунок 2 – Схема моделирования работы крыла в многодисциплинарной постановке в среде ANSYS Workbench

После выбора материала конструкции модели и задании граничных условий, программа позволила решить аэроупругую задачу и получить напряжённо-деформированное состояние крыла модели DLR-F4. Для упрощения процесса построения сетки конструкции крыла и улучшения точности расчёта конструктивно-силовая схема (КСС) смоделирована идеализированной моноблочной схемой, соответствующей типичной конструкции крыла пассажирского самолета (см. рисунок 3) и позволяющей в первом приближении оценить скорость роста массы

самолёта через ее частную производную $\frac{\partial m_0}{\partial \sigma_{\max}}$, используя взаимосвязь между

плотностью конструкционного материала и его несущими свойствами при заданной площади поперечного сечения силовых элементов КСС. Заданием запаса прочности в 1,15, рост σ_{\max} компенсировался выбором более тяжелого материала и/или увеличением площадей поперечных сечений силовых элементов, в основном увеличением толщин панелей, ввиду заметного роста изгибающего момента после установки законцовки. Масса нижней панели была рассчитана как функция от нормальной растягивающей нагрузки F и выбранного материала (σ_s, ρ):

$m_{нижн.панели} = \iint_{s_n} \frac{F_{эл.}}{\sigma_{сж} \cdot 1.15 / \rho} ds_n$, а масса верхней панелей – через ее толщину, исходя из

критических напряжений сжатия общей $\sigma_{кр.} = C \times \frac{\pi^2 \cdot E}{(l/i)^2}$ и местной потери

устойчивости $\sigma_{кр.местн.} = k \times \frac{E}{(b/\delta)^2}$. В итоге получена количественная оценка роста

массы конструкции и рассчитаны величины второго критерия топливной эффективности – **приращения взлётного веса самолета ΔG** .

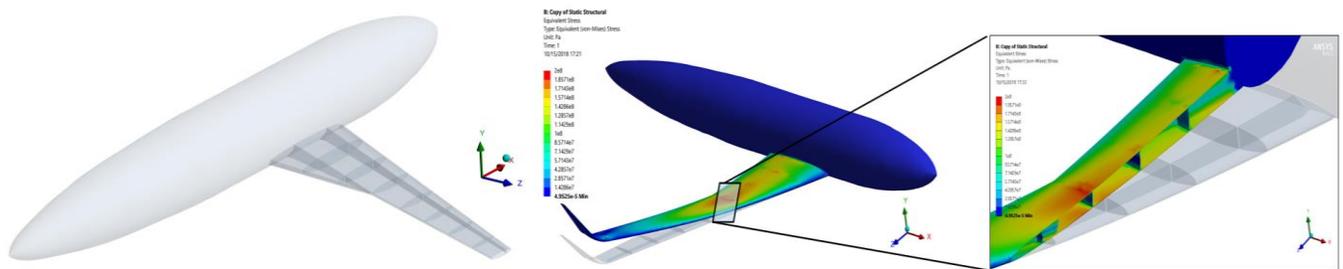


Рисунок 3 – Пример крыла пассажирского самолета моноблочной КСС и распределения напряжений по силовым элементам конструкции

По результатам вычислительного моделирования аэродинамики и внешней нагрузки на крыло прототипа DLR-F4 выделены ключевые параметры геометрии законцовки, оказывающие наибольшего влияния на критерии топливной эффективности, на оптимизацию которых была направлена последующая аналитическая работа. Показано, что для законцовки типа винглет Уиткомба, ключевым является ее угол развала ψ , позволяющий смещать ее работу в сторону простого увеличения удлинения крыла при больших углах развала, где имеется рост несущих свойств и аэродинамического качества на малых α , однако с потерями эффективности из-за концевой срыва на больших α (см. срыв на концевых сечениях законцовки с $\psi = 75^\circ$ на рисунке 4 и потерю темпа роста качества на рисунке 5).

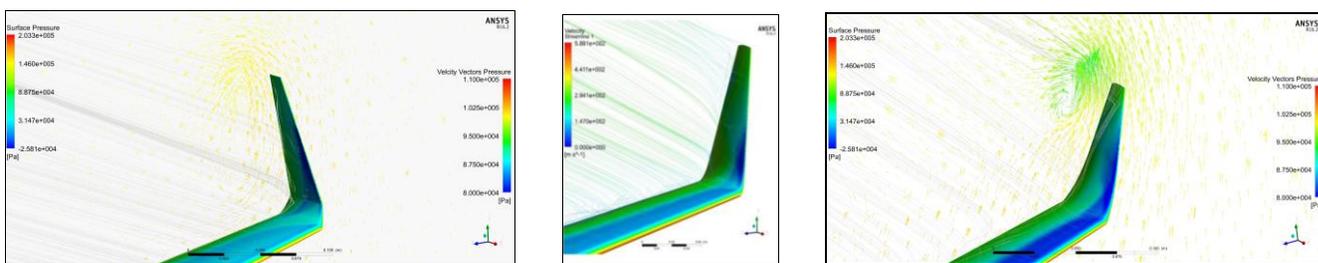


Рисунок 4 – Визуализация обтекания концевой части крыла с законцовками разного угла развала

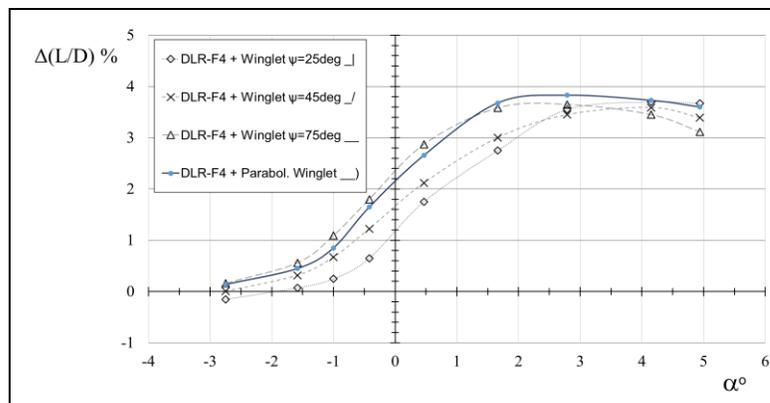


Рисунок 5 – Величина прироста аэродинамического качества после установки законцовок винглет с разными углами развала и криволинейной законцовки

При малых углах развала ($\psi < 30^\circ$) работа «вертикальной» законцовки идентична работе концевой шайбы, которая также увеличивает эффективное удлинение крыла. Темп роста качества сохраняется на больших α , при значительно меньшей дополнительной нагрузке на конструкцию, ввиду малого приращения местного угла атаки законцовки и соответствующего этому малого роста аэродинамической нагрузки на нее (см. сравнение напряжений на рисунке б).

В качестве компромиссного решения по выбору угла развала законцовки винглет, изучена ее конфигурация в виде криволинейной законцовки с переменным углом развала, который задавался в виде функции $\psi(z) = \frac{\pi}{2} - \arctan[Y'(z)]$, где $Y(z)$ – функция второго порядка, параметризирующая фронтальную проекцию законцовки (пример параболической параметризации на рисунке 7). Визуализация обтекания на рисунке 7 показывает устранение срыва, который проявляется в концевых сечениях

классической прямолинейной законцовки на умеренно больших α . Это позволяет криволинейной законцовке сохранять темп роста качества вплоть до больших углов атаки (сплошная линия графика на рисунке 5).

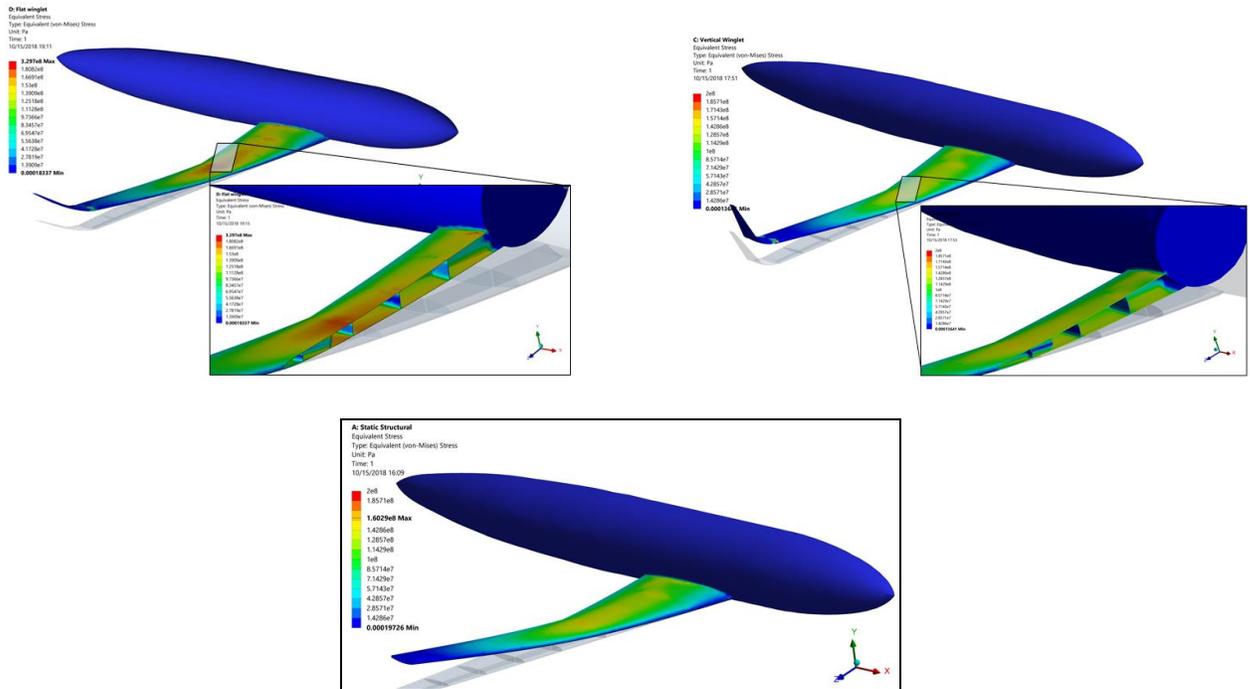


Рисунок 6 – Пример моделирования напряженно-деформированного состояния исходного крыла модели прототипа DLR-F4, крыла оснащённого и крыла с законцовкой малого угла развала

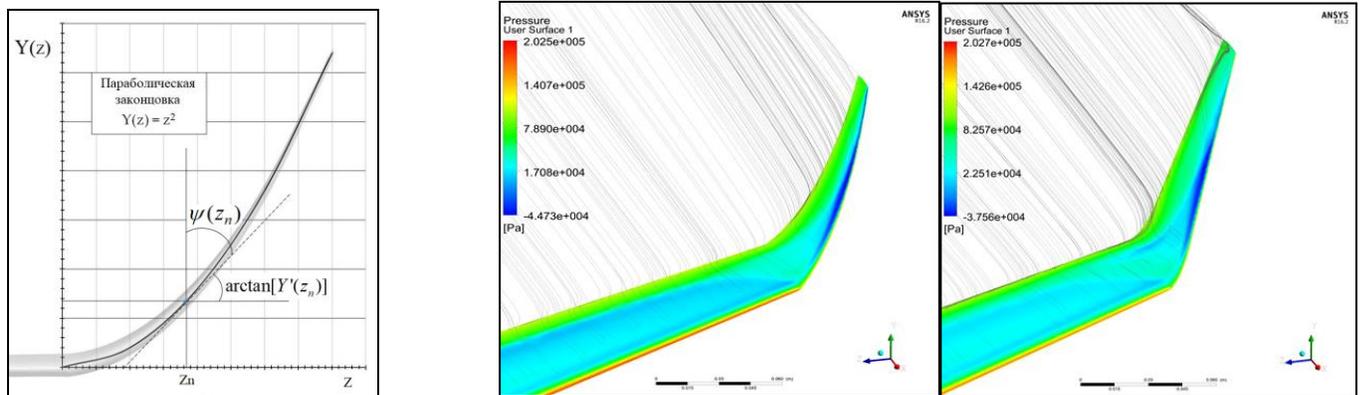


Рисунок 7 – Пример параметризации формы криволинейной законцовки через функцию второго порядка и характера ее обтекания в сравнении с классической прямолинейной законцовкой

Расчет итогового влияния разных концевых устройств на топливную эффективность проведен подстановкой полученных в вычислительном эксперименте значений приращения аэродинамического качества и максимальных напряжений по элементам КСС крыла в выбранной ранее целевой функции топливной эффективности. Принятием исходной массы модели DLR-F4 без законцовки $m_{DLR-F4} \approx 40 \text{ кг}$, взлётная масса модели с законцовками есть m_{DLR-F4} плюс рост массы крыла после утолщения панелей и/или изменения материала (для восстановления исходного запаса прочности в 1.15), плюс дополнительная масса законцовки, которая вне зависимости от ее конфигурации принята $\Delta m_{\text{дон.}} = m_{\text{зак.}} \approx 766 \text{ г}$. Итоговая оценка улучшения топливной эффективности модели DLR-F4 при каждом из рассмотренных проектных решений получена расчетом приращения (уменьшения) потребной тяги в % по сравнению с исходным значением модели без законцовки $P_{\text{нomp.}}^{DLR-F4} = \frac{m_{DLR-F4}}{K_{DLR-F4}} \approx \frac{40}{17} \approx 2.35 \text{ кгс}$ исходя из веса m_{DLR-F4} и крейсерского (максимального) качества модели $K_{DLR-F4} \approx 17$. Значения внесены в таблице 1, где видно наименьшее приращение взлётной массы при установке вертикальной законцовки, однако ввиду гораздо более быстрого роста аэродинамического качества, наибольший выигрыш в потребной тяги наблюдается у параболической и чуть в меньшей степени – у горизонтальной законцовок.

Таблица 1 – Весовой эквивалент установки законцовки различных конфигураций к крылу DLR-F4 и приращение потребной тяги крейсерского режима полета

Тип законцовки	σ_{max} , МПА	$\Delta \sigma_{\text{max}}^{\text{зак}}$, МПА	Приращение взлётной массы, кг	Приращение качества	Весовой эквивалент, кг	Приращение потребной тяги, %
Крыло DLR-F4 без законцовки	107,18	-	-	-	-	-
Горизонтальная	142,85	35,67	1,044	0,62	1,68	-1.77
Вертикальная	127,59	20,41	0,925	0,51	1,79	-1.24
Параболическая	149,54	42,36	1,096	0,67	1,63	-2.05

В третьей главе разработана методика проектировочного расчета внешней нагрузки по размаху крыла современного пассажирского самолёта, учитывающая наличие концевых устройств и влияние геометрии законцовки, главным образом через влияние угла развала законцовки на местную величину ее углов атаки и скольжения. Это позволяет при заданных площади и профиле законцовки в первом приближении определить величину аэродинамической нагрузки, действующей на законцовку при разных углах атаки самолета. В итоге получена аэродинамическая нагрузка на классическую и криволинейную на виде спереди законцовки, а также приращение изгибающего момента в корне крыла по углу атаки в виде функции от угла развала законцовки.

Учёт влияния угла развала ψ законцовки на величину аэродинамической нагрузки выполнен с помощью гипотезы плоских сечений и анализа зависимостей от угла атаки крыла местных углов атаки и скольжения законцовок с разными значениями ψ . Исходя из частных случаев горизонтальной и вертикальной законцовки, сперва выражены в виде функции от ψ и угла атаки крыла (самолета)

$\alpha_{кр.}$, угол атаки законцовки – $\alpha_{зак.}(\alpha_{кр.}) = \frac{\psi}{\pi/2} \alpha_{кр.}$, затем и ее угол скольжения

$\beta_{зак.}(\alpha_{кр.}) = \lambda_{зак.} + [1 - \frac{\psi}{\pi/2}] \cdot \alpha_{кр.}$, где $\lambda_{зак.}$ – угол стреловидности законцовки. После

этого, применением линейной части графика зависимости коэффициента подъёмной силы законцовки по углу атаки, которая для рассмотренного в работе профиля DFVLR–R4 определена как $C_{ya}^{DFVLR-R4}(\alpha^o) \approx 0.1\alpha + 0.45$ и учитывая скольжение

законцовки, коэффициент аэродинамической нагрузки на нее получен в виде функции от $(\alpha_{зак.}, \beta_{зак.})$: $C_{F-зак.}^{DLR-F4}(\alpha_{зак.}, \beta_{зак.}) \approx [0.1\alpha_{зак.} + 0.45] \cdot \cos^2(\beta_{зак.})$.

Умножением его на крейсерский скоростной напор и на площадь законцовки, в

итоге получена аэродинамическая нагрузка на законцовку как линейная функция от ψ и от угла атаки крыла $\alpha_{кр.}$:

$$F_{зак.}^{DLR-F4}(\psi, \alpha_{кр.}) \approx [2.3 \frac{\psi}{\pi/2} \alpha_{кр.} + 10.26] \cdot \underbrace{\cos^2[\lambda_{зак.} + (1 - \frac{\psi}{\pi/2}) \cdot \alpha_{кр.}]}_{\text{от скольжения законцовки}} \quad (1)$$

от скольжения законцовки

Учёт влияния угла развала ψ законцовки на несущую и боковую составляющие аэродинамической нагрузки на нее $F_{зак.}^{DLR-F4}$, а также на ее плечо до корня крыла (см. схему на рисунке 8), позволил получить аналитическую зависимость дополнительного изгибающего момента $M_{зак.}$ в корне крыла как функция от угла развала законцовки:

$$M_{зак.} = F_{зак.}(\psi) \cdot \left[\frac{L_{зак.}}{2} + \sin(\psi) \cdot L_{кр.} + \frac{L_{зак.}}{2} \cdot \sin^2(\psi) \right] \quad (2)$$

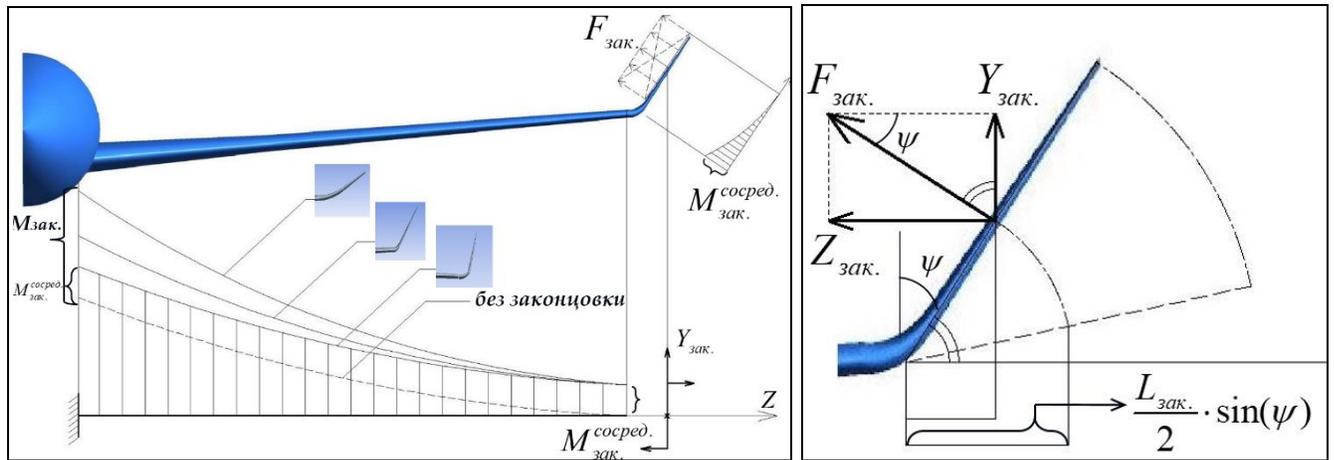


Рисунок 8 – Схема нагружения крыла с законцовкой и схема расчёта боковой и подъёмной составляющих аэродинамической нагрузки на законцовку $F_{зак.}$ в зависимости от ее угла зазвала ψ

Для отражения влияния угла ψ на величину изгибающего момента $M_{зак.}$, на рисунке 9 приведены графики $M_{зак.}(\alpha^\circ)$ для нескольких законцовок применением зависимости (1) с подстановкой ее в (2). Из графиков на рисунке 9 видно, что в

отличии от законцовок большого и среднего угла развала, вертикальная законцовка практически не влияет на величину изгибающего момента ввиду неизменного ее собственного угла атаки и ее разгрузки по углам атаки крыла вследствие увеличения ее угла скольжения.

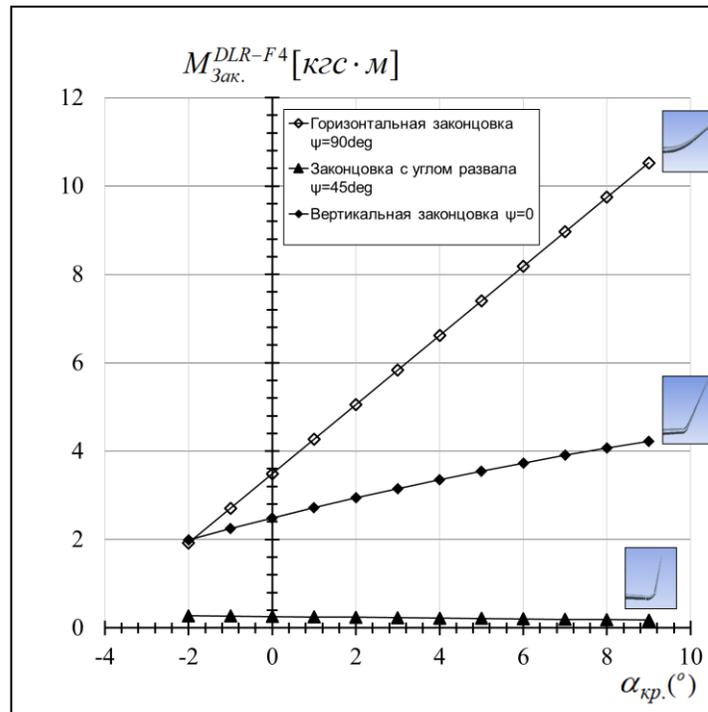


Рисунок 9 – Приращение изгибающего момента в корне крыла в зависимости от угла атаки крыла DLR-F4 для законцовок с разными углами развала

В заключении перечислены основные результаты и выводы по диссертационной работе, намечены пути развития новых технических решений, направленных на повышения топливной эффективности пассажирских самолетов.

ВЫВОДЫ

Оценка влияния проектных решений на топливную эффективность пассажирского самолета была произведена в многодисциплинарной постановке, в которой количественно сопоставлены рост аэродинамического качества крыла в результате увеличения его удлинения и/или применения концевых устройств и рост массы конструкции вследствие роста внешних нагрузок. В результате вычислительного моделирования работы крыла под нагрузкой выделены ключевые геометрические параметры законцовки, оказывающие наибольшее влияние на критерии топливной эффективности, а именно ее угол развала и относительная площадь. Разработана методика проектировочного расчета аэродинамической нагрузки, действующей на законцовку, отличительной особенностью которой является учет влияния угла развала на местные углы атаки и скольжения. Эффективность разработанной методики заключается в количественной оценке весового эквивалента различных проектных решений по улучшению аэродинамики крыла. Цель диссертационной работы достигнута за счет совмещенного применения средств вычислительной гидродинамики, средств прочностного расчета, а также комплексного математического анализа полученных закономерностей изменения картины обтекания в концевой части крыла и его напряженно-деформированного состояния.

Получены следующие основные результаты, обладающие научной новизной и практической ценностью:

1. Предложены целевая функция и методика по анализу весовой стоимости проектных решений по улучшению характеристик крыльев пассажирских самолетов.
2. Предложена система инженерных формул, позволяющая на этапе проектировочного расчёта определить величину аэродинамической нагрузки на

законцовку и оценить ее вклад в подъёмную и боковую силы крыла, а также ее вклад в приращение изгибающего момента в корне крыла.

3. Доказано сравнительное преимущество криволинейной на виде спереди законцовки, как компромиссное решение, совмещающее на разных углах атаки преимущества классической законцовки винглет с малым углом развала и горизонтальной законцовки, увеличивающей удлинение крыла.

4. Разработана новая методика параметризации и расчёта характеристик криволинейных на виде спереди несущих поверхностей.

Полученные результаты позволяют повысить точность проектировочного расчета крыла пассажирского самолета и обоснованность выбора его характеристик, с учётом применения современных, в том числе криволинейных на виде спереди, концевых устройств. Внедрение результатов исследования в производство выполнено посредством участия в ФЦП «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы».

СПИСОК РАБОТ ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Основные результаты работы получены автором лично и опубликованы в журналах списка ВАК (4 статьи), из них 2 статьи в журнале входящем в Web of Science, а также в международном журнале Aerospace из списка Scopus (1 статья):

1. *Gueraiche D, Popov S. Winglet Geometry Impact on DLR-F4 Aerodynamics and an Analysis of a Hyperbolic Winglet Concept // Aerospace, 2017.– Vol.4(4):60. Электронный ресурс [URL]: <https://doi.org/10.3390/aerospace4040060>*

2. *Гуереш Д., Попов С.А. Улучшение аэродинамики крыла пассажирского самолета с помощью законцовки треугольной формы в плане.– Научный вестник МГТУ ГА, 2018.– Т. 21. № 1.– С.124-136.*

3. *Гуереш Д., Попов С.А. Повышение топливной эффективности пассажирского самолета за счет минимизации веса неплоской несущей поверхности. – Труды МАИ.– 2018, №100.– 31 с.*

4. *Гуереш Д. Попов С. А. К определению формы и размеров законцовки крыла дозвукового пассажирского самолета. Авиационная Техника. 2018.– №3*

5. *С. А. Попов, Дж. Гуереш, А. В. Кузнецов. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик крыла с треугольным выступом различных конфигураций.– Изв. вузов. «Авиационная техника», 2016.– №3.– DOI: 10.3103/S1068799816030132*

- Основные результаты исследования обсуждались на следующих международных конференциях:

6. *Gueraiche D. Math modelling and CFD simulation of bio-inspired wingtip devices:*

Delta leading edge extension at the wingtip and a curved winglet concept // Abstracts.

49-th Scientific Federation conference: International Conference and Expo on Aerospace and Aeronautical Engineering «ICEAAE-2018», Abu Dhabi, UAE.– 2018.– P.37.

7. *Гуереш Д., Попов С. А.* Исследование прироста аэродинамических нагрузок при установке законцовки на крыле дозвукового пассажирского самолета // Тезисы докладов XLIII Международной молодёжной научной конференции Гагаринские Чтения, 2017.– С. 11-12

8. *Гуереш Д., Попов С. А.* Численное моделирование обтекания крыла пассажирского самолета оснащенного треугольным выступом вдоль передней кромки // 16-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017» .– С. 22

9. *Гуереш Д., Попов С. А.* Применение средств автоматизированного проектирования для решения задачи оптимизации аэродинамической формы законцовки Уиткомба // 15-я Меж. конференция «Авиация и космонавтика 2016»

10. *Гуереш Д., Попов С. А.* Оптимизация аэродинамической формы законцовки крыла дозвукового пассажирского самолета типа Winglet Уиткомба» «Инновации в авиации и космонавтике – 2015».– С. 18